INFORME DE ACCIDENTE AERONAVE CESSNA TU 206F, OCURRIDO EL 22 DE JUNIO DE 2010.

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. RESEÑA DEL VUELO

El 22 de junio de 2010, la aeronave Cessna TU 206F, realizaba un vuelo entre el Aeropuerto Río Amazonas de Shell, Pastaza y la pista de Lorocachi, Pastaza, transportando carga.

El piloto presentó un plan de vuelo visual y despegó a las 12h03 UTC.

A las 12:06:43 UTC el piloto reportó que estimaba la posición ALDAG con 15 y su nivel en ruta sería de 5.500 pies.

A las 12:13:13 UTC el piloto fue autorizado para cambiar a la frecuencia del Control de Aproximación. Esta dependencia le autorizó que continúe de acuerdo con lo programado y notifique ALDAG.

A las 12:18:24 UTC, el piloto reportó la posición ALDAG a 5.500 pies y que estimaba lateral a la posición DABRU con 42. El Control acusó recibo y pidió que notifique DABRU.

A las 12:42:36 UTC, el piloto corrigió el estimado DABRU con 52 y con 02 la posición ANBAX. El Control le instruyó para que notifique esta posición. Esta fue la última llamada recibida por el Control de Aproximación.

A las 13:03 UTC, el piloto reportó que estaba lateral a Pavacachi y retornaba a esta pista porque tenía falla de motor. Esta comunicación no fue escuchada por el Control de Aproximación de Río Amazonas, pero si por el vuelo otra aeronave de la compañía que también se encontraba volando hacia Lorocachi, delante de la accidentada. El piloto del avión precedente enseguida llamó a Río Amazonas para notificar esta novedad.

A las 13:03:35 UTC, se escuchó una comunicación entrecortada del vuelo precedente indicando: "…..siga listo…….estamos pendiente……..te cancelo".

A las 13:04:14 UTC, el piloto de la aeronave precedente llamó al Control de Aproximación y notificó "El piloto está cancelando (ilegible)...". El Control respondió: "Entiendo cancela que llame despegando gracias".

A las 13:46:20 UTC, el piloto accidentado, que estaba en vuelo hizo puente a una comunicación de la aeronave precedente y notificó al Control de Aproximación que el avión se había accidentado y que el piloto estaba sin novedad y se le estaba transportando a Shell a bordo que estimaba la posición DABRO para las 58, procedente de Pavacachi.

La aeronave se estrelló en Pavacachi al costado derecho de la pista 07 a 80 metros de la cabecera.



1.2. LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACION	PASAJEROS	OTROS
Mortales	-	-	-
Graves	1	-	-
Leves	-	-	-
Ninguna	-	-	-

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave resultó completamente destruida







1.4. OTROS DAÑOS

No se produjeron otros daños

1.5. INFORMACION SOBRE EL PERSONAL

El piloto al mando de la aeronave, de nacionalidad ecuatoriana, 32 años de edad, era titular de una licencia amparada por un Certificado Médico de Segunda Clase otorgado el 3 de mayo de 2010 por el CEMAC de Guayaquil, en el que consta que el piloto debe usar lentes correctivos para visión distante durante sus actividades de vuelo.

Hasta la fecha del suceso había completado el siguiente record de vuelo:

Total de horas:	1.791,20
Total de horas en equipo C206:	1.380,00

Además había volado:

En los últimos 90 días:	134,40 horas
En los últimos 60 días:	80,80 horas
En los últimos 30 días:	42,60 horas
En los últimos 07 días:	12,70 horas
En las últimas 24 horas:	5,80 horas

1.6. INFORMACION SOBRE LA AERONAVE

El avión Cessna TU206F, se encontraba amparada por el Certificado de Aeronavegabilidad otorgado el 29 de abril de 2010 con vigencia hasta el 28 de abril de 2011.

Hasta la fecha del accidente había completado el siguiente record de vuelo

Fuselaje:
4.844,70 horas

Motor

Marca y modelo:	Continental, TSIO-520-C(3)
Horas:	845,90 desde nuevo
TBO:	1.400 horas/12 años

Este elemento fue instalado en la aeronave el 31 de marzo de 2009

Hélice

Marca y modelo:	McCauley, D3A34C402C/G90DFA-10
Horas:	229,20 desde overhaul
TBO:	2.000 horas

Fue instalada en la aeronave el 19 de febrero de 2010. Se desconoce su tiempo total de servicio desde nueva, debido a que el operador no presentó a la Junta Investigadora de Accidentes la documentación que acredite su trazabilidad.

Programa de mantenimiento

El Programa de Mantenimiento ejecutado por el Operador era el sugerido por el fabricante Cessna, dividido en cartillas de inspección de 50, 100, 200 horas y especiales, de acuerdo al Service Manual D2007-3-13.

Se realizó un muestreo de las cartillas de inspección cumplidas en la aeronave desde marzo 2009 hasta mayo de 2010 sin encontrar discrepancias significativas.

De acuerdo con el libro de vida del avión desde octubre de 2008 hasta marzo de 2009 la aeronave no operó porque estaba pendiente la instalación del motor. Durante este lapso se realizaron trabajos de mantenimiento incluyendo una inspección de 200 horas de acuerdo con lo que estipula el Manual de Servicio.

En octubre de 2008, se cumple con las Directivas de Aeronavegabilidad (AD) descritas en el libro del avión aplicables a los modelo TU-206 series. No se encontraron novedades de acuerdo con el listado de AD´s aplicables publicadas por la FAA en calidad de Autoridad de diseño.

En marzo de 2009 se instala el tacómetro P/N D1-112-5025, S/N 10825.

No se encontraron discrepancias en los componentes rotables y en las partes limitadas por tiempo de acuerdo al reporte del mes de febrero de 2010.

El 22 de julio de 2008, se realizó la inspección del sistema altimétrico, de acuerdo a lo requerido por la RDAC 91. 411. En este mismo mes se cumplió la inspección del ATC Transponder, de acuerdo a lo requerido por la RDAC 91.413, y la compensación del compás magnético, de acuerdo a lo requerido por la RDAC 91.414. Estos trabajos se efectuaron el CEMEFA, taller autorizado por la DAC.

La inspección del ELT, de acuerdo a lo requerido por la RDAC 91.207 fue realizada por el CEMEFA en octubre de 2009.

No se encontraron discrepancias tanto en los trabajos realizados como en los periodos de tiempo establecidos para su cumplimiento.

De acuerdo a instrucciones emitidas por el fabricante del motor en los Boletines de Servicio (SB) MSB09-1B, SB96-7C y SID-97-4C, se cambiaron los seis cilindros del motor. Este trabajo fue realizado por ARICA estación reparadora certificada por la DGAC con No. AMSA-EMH-123E-2N, el 12 de abril de 2010 cuando el motor totalizaba 748,4 horas.

El Manual de Servicio (Service Manual) del avión y el Manual de Overhaul del motor, se encontraron actualizados, y poseían su suscripción vigente.

Directivas de aeronavegabilidad del avión

Se hizo un análisis de cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad que han sido emitidas por la FAA para el modelo Cessna TU-206, sin encontrar discrepancias en su cumplimiento.

Directivas de aeronavegabilidad de motor

El motor instalado era nuevo de fábrica, fue instalado el 31 de marzo del 2009. Todas las AD aplicables fueron cumplidas en fábrica, de acuerdo a los registros de liberación del motor. Las AD No. 77-13-22 y 97-26-17 son de carácter repetitivo y se deben cumplir en cada overhaul del motor, por tanto tenía un remanente de 554 horas.

El 15 de abril de 2010 se cumple con la AD 2009-19-07 R1, relacionada con el cambio de los seis cilindros. Este trabajo fue realizado por una Estación Reparadora aprobada. Los detalles y registros del cumplimento de esta AD, se encuentra debidamente descritos en el libro de vida del motor.

Directivas de aeronavegabilidad de hélice

En la aeronave se encontraba instalada la hélice McCauley, modelo D3A34C402-C/G-90DFA-10, número de serie 972147. Su overhaul se realizó en febrero del 2010, en la estación reparadora INTERPROPEC Cía. Ltda., la cual posee el certificado No. TMAE-N-014-INTERPROPEC, otorgado por la DGAC. Existen 5 AD publicadas para este modelo. La AD 82-27-02, es la única aplicable y de acuerdo a registros, fue cumplida en su overhaul.

Peso y balance

El último reporte de peso y balance fue realizado en Shell el 10 de junio de 2009, por ARICA estación reparadora certificada por la DGAC con No. AMSA-EMH-123E-2N. El equipo utilizado fue calibrado por última vez el 14 noviembre 2008. Este trabajo se realizó de acuerdo a la sección 6 del POH del avión.

Bitácoras

Se revisaron las bitácoras de la aeronave sin encontrar reportes relacionados con un mal funcionamiento de la aeronave, su motor y sus componentes.

Peso de la aeronave del vuelo accidentado

Debido a que de acuerdo con el POH del avión el peso máximo de despegue es de 3.600 libras (1.633.39 kg) pero para el despacho se hizo contar como 1.636 kg, es decir con una diferencia en exceso de 2,6 kg; a que en el documento correspondiente al último Peso y Balance realizado a la aeronave el peso vacío se estableció en 1.002,45 kg mientras que en el documento presentado en la oficina de Operaciones consta como 968 kg., es decir con una diferencia de 34,45; y a que se recibieron diferentes versiones respecto a la cantidad de combustible a bordo por parte del piloto (49 galones), del personal encargado de cargar el combustible (50 galones) y del despachador (60 galones), se procedió a realizar un nuevo cálculo del peso de despegue para esta operación, con los siguientes resultados:

	Peso	Momento/1000
Peso vacío:	1.002,45 kg	87,1
Tripulación:	69,00 kg	5,0
Combustible:	136,11 kg	13,0
Carga: Zona A	37,00 kg	2,5
Zona B	200,00 kg	30,0
Zona C	200,00 kg	42,5
Peso de despegue:	1.644,56 kg	180,1
Peso máximo de despegue:	1.633,39 kg (manual POH)	
Diferencia en exceso	11,17 kg	

El centro de gravedad se encontraba cerca del límite posterior.

La aeronave tenía el siguiente peso al momento del suceso:

Combustible consumido en ruta: 49 kg (18 galones)

Peso al momento del accidente: 1.594,58 kg

1.7. INFORMACION METEOROLOGICA

Las condiciones meteorológicas del aeropuerto de salida eran adecuadas para la operación que se estaba efectuando.

En la ruta, en la pista de destino (Lorocachi) y en la que ocurrió el accidente (Pavacachi), según los testimonios de los pilotos de los dos vuelos de la

compañía operadora, las condiciones meteorológicas eran favorables para vuelo visual.

Personal del Ejército Nacional que prestaba su servicio en el destacamento de Pavacachi y moradores de la comunidad ratificaron que las condiciones de visibilidad eran buenas, que había poco viento y el cielo estaba casi despejado.

El piloto indicó que antes de iniciar el vuelo pidieron un informe sobre las condiciones de tiempo a la Brigada del Ejército de Shell, pues ellos tienen comunicación con Lorocahi y que les indicaron que estas eran buenas. Sin embargo, el encargado del despacho del vuelo indicó que decidieron salir presumiendo que habría buen tiempo en Lorocachi porque en Shell había buen tiempo y hacia el oriente se veía despegado.

En las oficinas del Ejército donde se despachan los vuelos a Lorocachi no se encontraron registros sobre algún requerimiento efectuado por el operador sobre el tiempo meteorológico en esta pista.

1.8. AYUDAS A LA NAVEGACION

En la pista de Pavacachi no se cuenta con ayudas a la navegación.

1.9. COMUNICACIONES

Las comunicaciones entre el Control de Aproximación y la aeronave fueron normales hasta las 12:42:36 UTC en que el piloto hizo su última llamada. En este momento se encontraba a 10 minutos de DABRU.

Las dependencias de Control de Tránsito Aéreo de Río Amazonas no conocieron del accidente sino 40 minutos después de ocurrido, cuando fueron alertadas por un piloto de otra compañía.

El personal de Tránsito Aéreo informó que pasadas las sesenta millas hacia el este y sureste de Río Amazonas las comunicaciones entre las dependencias de control de tránsito aéreo y las aeronaves se torna dificultosa, pues en esa zona los aviones vuelan a bajos niveles al iniciar el descenso para aterrizar en las pistas del sector. Indicaron que si no hay otras aeronaves que se encuentren volando en la zona y a niveles más altos para poder hacer puente a las comunicaciones, es imposible hacer el seguimiento adecuado de los vuelos.

1.10. INFORMACION DE AERÓDROMO

La pista de Pavacachi tiene las siguientes características:

Coordenadas:	013403S 0762105W
Dimensiones:	600 x 30 metros
Designación:	07/25
Superficie:	Lastre
Elevación:	740 pies

No cuenta con mangas de viento ni discos de cabecera.

Hacia el noroeste presenta terreno más elevado pero en general el terreno alrededor de la pista es plano pero cubierto de vegetación selvática.

La zona de la aproximación hacia la pista 25 presenta obstáculos (árboles) cuya pendiente alcanza el 28%, por lo que los aterrizajes se hacen utilizando la pista 07.

Al momento del suceso su superficie estaba en buen estado. La pista se encontraba seca.

1.11. REGISTRADORES DE VUELO

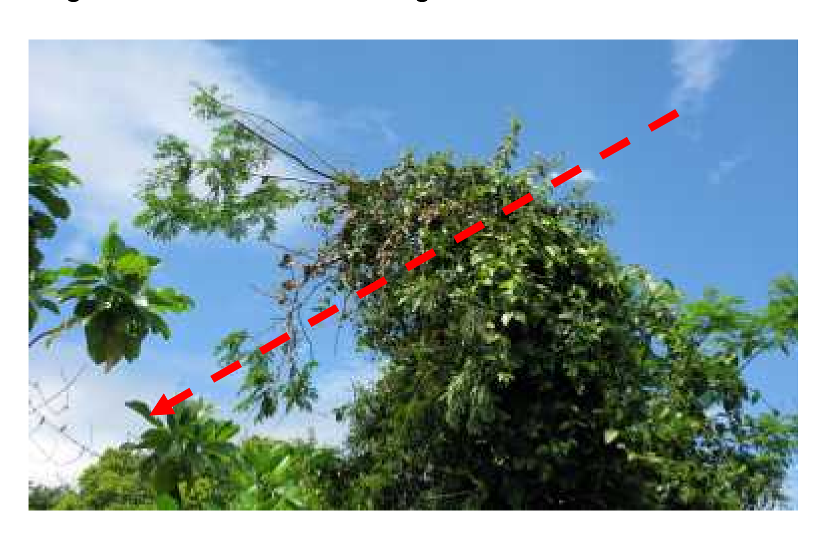
La aeronave no estaba equipada con registradores de vuelo por no ser un requisito para su categoría.

1.12. INFORMACION SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

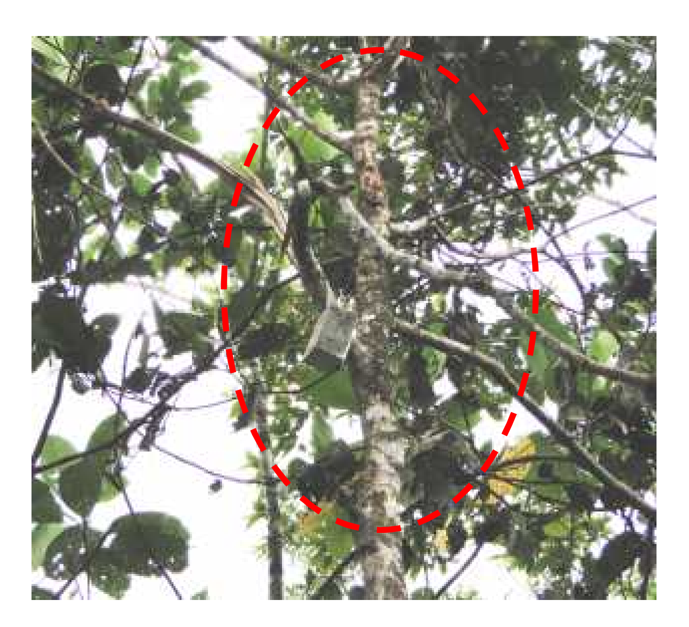
El piloto trató de realizar un aterrizaje por la cabecera 07, a la que se aproximó haciendo un giro a la izquierda luego de cruzar transversalmente por la mitad de la pista del noroeste hacia el suroeste.

Sin embargo, no pudo alinearse con la pista y más bien sobrepasó la proyección del eje hasta ubicarse sobre el costado derecho de la pista continuando con el vuelo hasta que se estrelló.

El primer impacto se produjo con la parte inferior derecha del cargo pack, el que rozó el costado izquierdo de la copa de un árbol ubicado 40 metros después de la cabecera 07, a 7,5 metros de altura sobre el nivel de la pista. La aeronave tenía un rumbo de 88 grados, una actitud de banqueo a la izquierda de 70 grados y un ángulo de descenso de 38 grados.



6,5 metros más adelante a 2, 5 metros sobre el nivel de la pista, impactó la punta del ala izquierda contra un tronco en el que quedó incrustada la caja de control de las luces.



El tren de aterrizaje de nariz se fracturó al impactar contra un árbol y se fracturó quedando 3 metros detrás del avión hacia la izquierda de la trayectoria.



Los sucesivos impactos contra los árboles hicieron que se desprendan el montante y el ala derecha la que se fracturó en dos partes, la mitad interior cayó al costado izquierdo de la aeronave. La mitad exterior del ala derecha quedo al costado derecho cerca del avión. El ala izquierda al impactar contra el suelo se rompió a la altura del encastre y su extremo interior se incrustó en la cabina por detrás del asiento del piloto.



El empenaje horizontal derecho se fracturó en el medio y la parte exterior se dobló de abajo hacia arriba sobre la mitad interior.



El fuselaje se asentó inclinado hacia la izquierda y la nariz quedó semi sumergida en una zona pantanosa.





La aeronave quedó 40 metros más adelante del primer impacto, orientada hacia los 50 grados, en una depresión 20 metros por debajo del nivel de la pista.

1.13. INFORMACION MEDICA Y PATOLOGICA

El piloto fue trasladado hasta el Hospital Vozandes de Shell, donde se le practicaron exámenes que determinaron que había sufrido un traumatismo cráneo encefálico leve. Fue dado de alta en la tarde de ese día, quedando sujeto a nuevos exámenes que se realizaron en casas asistenciales de la ciudad de Quito, los que no indicaron la presencia de otras lesiones.

No se estimó necesario realizar al piloto exámenes especiales, pues el personal que despachó el vuelo certificó que su comportamiento era normal

1.14. INCENDIO

No se produjo incendio

1.15. SUPERVIVENCIA

Una punta de la base del ala izquierda, que se rompió en su encastre, cuando impactó contra el suelo ingresó a la cabina por detrás del asiento del piloto comprimiendo el espaldar hacia el tablero. La carga, a pesar de que estaba amarrada con sogas, se desplazó hacia delante dejando atrapado al piloto.





Moradores de Pavacachi que vieron que la aeronave estaba dirigiéndose a la pista acudieron a recibirla, pero mientras se trasladaban escucharon el impacto. Al llegar a la pista se dirigieron hacia la cabecera 07 y empezaron a buscar la aeronave

El personal militar que, según sus procedimientos, al ver retornar al avión habían acudido a la pista para recibirle, se unió a la búsqueda. Las personas que acudieron al lugar del accidente demoraron unos quince minutos en encontrarle y otros quince en desalojar la carga de la aeronave para poder rescatar al piloto. Luego de rescatarle transportaron al piloto hasta la pista.

El piloto fue trasladado hasta Río Amazonas en otra aeronave de la compañía, cuyo piloto, después de entregar la carga en Lorocahi, regresó a Pavacachi, pensando que el avión que cumplía el vuelo, había llegado a la pista sin problemas, pero al ver que no se encontraba en la pista y no respondía a sus llamadas decidió aterrizar para preguntar.

El equipo ELT se activó y se encontró funcionando hasta el día siguiente al accidente.





1.16. ENSAYOS E INVESTIGACIONES

1.16.1. Información de cabina

Flaps:	20 grados
Trim:	Neutral
Acelerador:	Full power
Mezcla:	Full rica
Master Switch:	Off
Altímetro:	880 pies
Compass:	360 grados
ELT:	Auto
Man Pressure:	29 Hg
RPM:	0

Se tomaron muestras de combustibles de los tanques 1 y 2. No se pudo precisar cantidad de combustible existente a bordo pues los tanques se rompieron al golpearse y desprenderse las alas.

1.16.2. Manejo del combustible

La inspección a las instalaciones de combustible mostró que los tanques y filtros se encuentran en buen estado y se lleva un adecuado control de la pureza de combustible, mediante el drenaje diario y el control con pastillas detectoras de humedad. Se constató que el personal de mantenimiento conserva las muestras de combustible del tanque principal y del drenado del avión hasta el día siguiente.

De acuerdo con la tarjeta de control que mantiene la compañía, los tanques recibieron el último mantenimiento el 5 de marzo de 2010. Los filtros se habían reemplazado en esta misma fecha, y debían reemplazarse seis meses después.

1.16.3. Examen de la hélice

Las tres palas de la hélice estaban torcidas ligeramente hacia atrás. Una de ellas además presentaba una ondulación sobre su eje longitudinal, esta pala quedó debajo de la aeronave luego del impacto final.



No se encontraron evidencias de choque en los bordes de ataque de ninguna de las tres palas, pero las tres mostraban pequeñas deformaciones hacia adentro en las puntas de los bordes de salida.



1.16.4. Examen del motor

El motor fue recuperado del lugar del accidente y trasladado hasta el hangar de la compañía, en el aeropuerto Río Amazonas donde se procedió a realizar un examen, con los siguientes resultados:

Inspección exterior:





La inspección exterior mostró que el motor no tenía daños externos de consideración.

Solo presentaba hundimiento del ducto de escape en la parte frontal izquierda y golpes ligeros en la zona posterior izquierda en los ductos de admisión de aire.

Se procedió a verificar la rotación del cigüeñal, el que giró fácil y libremente.

Sistema de inducción

Los ductos de admisión de aire estaban íntegros sin rajaduras ni desconexiones.

El sistema turbo no mostraba daños externos.

Las aletas de la turbina turbo presentan buenas condiciones sin daños en sus bordes ni deformaciones.

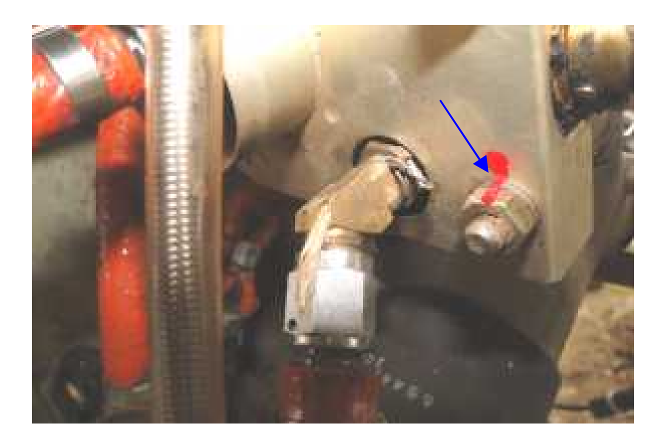




Sistema de combustible:

Todas las líneas de alimentación hacia los cilindros, línea de retorno, unidad de control de combustible (FCU) y bomba estaban en buenas condiciones y aseguradas, no presentaban indicios de fugas.

Las marcas testigo de fábrica y los sellos de seguridad estaban intactos.



La bomba de combustible se sometió a pruebas de funcionamiento, obteniéndose el paso normal de combustible a través de la FCU a la unidad divisora de flujo y a cada uno de los cilindros.




Sistema de lubricación:

El filtro de aceite esta asegurado correctamente, tenía intacto el alambre de amarre. Al desmontarlo se encontró en buenas condiciones y con aceite. El aceite se encontró limpio.



Se drenó el aceite del motor encontrándose a simple vista limpio y sin presencia de limallas o cuerpos extraños. El tapón del carter estaba limpio, sin limallas. Se recuperaron alrededor de dos galones de aceite que visualmente estaba en buen estado.




Al destapar las cubiertas de los balancines se encontró aceite limpio, los balancines estaban en buena condición, los resortes actuadores de las válvulas estaban enteros y mostraban estar en buenas condiciones.

Sistema eléctrico.

Se examinaron las bujías, encontrándose que las inferiores números 2 y 6 tenían aceite, la número 4 inferior estaba húmeda al igual que la número 1 inferior. Esta condición se debe seguramente a la posición en que quedó el motor luego del impacto. Las demás bujías estaban en buenas condiciones.







Se realizaron pruebas de los magnetos encontrándose que funcionaban normalmente.

En este examen no se pudo determinar el origen de la pérdida de potencia que sufrió el motor, condición que fue indicada por el piloto en su informe y en la entrevista inicial y ratificada en una nueva entrevista efectuada luego de este examen del motor.

Por este motivo la Junta Investigadora decidió pedir asistencia a la compañía Teledyne Continental Motors, fabricante del motor, a fin de realizar un examen más detallado sobre su condición de funcionamiento en sus laboratorios en Mobile, Alabama, USA, para determinar la causa para su falla.

1.16.5. EXAMEN DEL MOTOR EN LOS LABORATORIOS DE LA COMPAÑÍA TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS

Examen externo

Las superficies externas del motor estaban limpias y sin daños.




Preparación del motor antes de las pruebas

Los siguientes componentes fueron removidos para preparar el motor para probarle en la cámara de pruebas:

- Alternator belt.
- Controller, exhaust wastegate.
- Propeller governor.

Se realizó una prueba de funcionalidad en el controlador del turbocargador (P/N 470688-5/C165004-0501, S/N FE0116), para determinar su condición. Se encontró que no funcionaba de acuerdo a las instrucciones de calibración.

La unidad fue enviada a la compañía fabricante Kelly Aerospace para su examen y prueba. Se encontró que el tornillo de ajuste tenía 1½ vueltas en sentido de las agujas del reloj sobre los ajustes de calibración de la fábrica. Este ajuste normalmente resultaría en presión del manifold más alta que la normal

Las pruebas posteriores revelaron que la unidad funcionó normalmente sin discrepancias.

El ensamblaje del wastegate fue chequeado y se encontró que funcionaba normalmente.

Se realizó inspección boroscópica de los cilindros y se encontró lo siguiente:

Cilindro #1.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la

superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Cilindro #2.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Cilindro #3.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Cilindro #4.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Cilindro #5.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Cilindro #6.-

Había depósitos de combustión en la cámara de combustión y en la cabeza del pistón. No había presencia de aceite en el cilindro y la superficie estaba severamente corroída. La cámara de combustión de la cabeza del cilindro, las superficies de las válvulas de admisión y escape, la cabeza del pistón y la superficie del cilindro mostraban trazas de operación normal. El terminado de las perforaciones del cilindro es de acero.

Antes de las pruebas de operación se efectuó una prueba de fugas en los cilindros de acuerdo con la última revisión del Boletín de Servicio SB03-3, en cada cilindro y con el motor a temperatura ambiente con el siguiente resultado:

Lectura master 39 PSI

Cilindro #1 – 5/80 PSI
Cilindro #2 – 7/80 PSI
Cilindro #3 – 7/80 PSI
Cilindro #4 – 8/80 PSI
Cilindro #5 – 13/80 PSI
Cilindro #6 – 13/80 PSI

Especificación del timing de magnetos 20°

Magneto izquierdo 20° BTDC
Magneto derecho 20° BTDC

El motor no fue desensamblado antes de la “corrida de motor”. Fue preparado para la operación, instalando los termocuples apropiados, las líneas de presión y las almohadillas de prueba para efectos de monitoreo.

El motor fue trasladado hacia la cámara de pruebas número 43 de TCM y montado para la prueba.

Se le instaló una hélice de prueba para el modelo de motor TSIO-520-C.

Descripción de la prueba de operación

El motor tuvo un encendido normal en el primer intento, sin trepidación ni atrancamiento en los valores observados de RPM. Luego el motor fue acelerado escalonadamente para su calentamiento en preparación para una operación a potencia completa.





Se avanzó el acelerador a 1.150 RPM por cinco minutos para estabilización.
El acelerador fue avanzado a 1.600 RPM por cinco minutos para estabilización.

Luego el acelerador fue avanzado a 2.080 RPM, por cinco minutos para estabilización.
El acelerador fue avanzado a 2.450 RPM, por cinco minutos para estabilización.
El acelerador fue a la posición full por cinco minutos para estabilización.
El acelerador fue avanzado rápidamente de idle a full por seis ocasiones y desarrolló normalmente sin trepidación, atrancamiento o interrupción de potencia.

Durante la fase chequeo, el motor aceleró normalmente sin trepidación, atrancamiento ni interrupción de potencia y demostró su capacidad para generar la potencia esperada.

Resultados de los chequeos posteriores a las pruebas de operación

Se realizó un chequeo de fugas de los cilindros, posterior a la prueba de operación, de acuerdo a la última revisión del TCM, Boletín de Servicio SB03-3 en cada cilindro, con el motor caliente, con los siguientes resultados:

Lectura master 39 PSI

Cilindro #1 – 79/80 PSI
Cilindro #2 – 44/80 PSI
Cilindro #3 – 61/80 PSI
Cilindro #4 – 60/80 PSI
Cilindro #5 – 65/80 PSI
Cilindro #6 – 75/80 PSI

Conclusiones de la prueba de operación

La operación de este motor fue normal y no reveló ninguna anormalidad que pudo haber impedido una operación normal y la producción de la potencia esperada

Revisión de los procedimientos de emergencia

El manual Pilot´s Operating Handbook, en la Sección 3, Emergency Procedures, página 3-4, hace constar las acciones para falla de motor y aterrizaje sin potencia, de acuerdo con el detalle siguiente:
Engine Failure During Flight

(1) Airspeed – 75KIAS
(2) Fuel Selector valve and Quantity – Check
(3) Mixture – Rich
(4) Auxiliary Fuel Pump – ON for 3-5 seconds with throttle ½ open; then OFF
(5) Ignition Switch – BOTH (or START if propeller is stopped)
(6) Throttle – ADVANCE slowly

Emergency Landing Without Engine Power

(1) Airspeed -- 80 KIAS (flaps UP)
70 KIAS (flaps DOWN)
(2) Mixture -- IDLE-CUT OFF

(3) Fuel selector valve -- OFF
(4) Ignition Switch -- OFF
(5) Wing Flaps -- AS REQUIRED (40° recommended)
(6) Master Switch – OFF
(7) Doors – UNLATCH PRIOR TO TOUCHDOWN
(8) Touchdown – SLIGHTLY TAIL NOW
(9) Brakes – APPLY HEAVILY

En la página 3-11 de este mismo documento, Amplified Procedures, se indica:

Después de una falla de motor en vuelo, se debe establecer en la mejor velocidad de descenso tan pronto como sea posible como se muestra en la figura 3-1. Mientras se desciende hacia el área adecuada se debe hacer un esfuerzo para identificar la causa de la falla. Si el tiempo lo permite debe intentarse el reencendido del motor como se indica en la lista de chequeo. Si el motor no puede ser reencendido, se debe realizar un aterrizaje sin potencia.

Además se muestra el gráfico de la pendiente planeo y la distancia que podría alcanzar la aeronave descendiendo con una velocidad de 75 nudos, peso máximo (3.600 libras) y la hélice girando en molinete.

Considerando que la aeronave estaba a 3.400 pies sobre el terreno, la aeronave podía planear 5 millas

Velocidad de stall

La tabla 5.3 de la página 5-11 de POH, muestra los siguientes valores de velocidad de stall para la aeronave sin potencia y el centro de gravedad en el límite posterior.

Peso kg	Flaps	Angulo de banqueo							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
1.633	UP	53	62	57	67	63	74	75	88
	20°	40	57	43	61	48	68	57	81

Longitud de pista para el aterrizaje

De acuerdo con el POH, la aeronave para aterrizar con peso máximo, flaps 40°, sin potencia, a una temperatura de 30° C, en una pista a 1.000 pies de altitud presión, necesitaba una distancia de aterrizaje de 1450 pies (442 metros) en total para sobrepasar un obstáculo de 50 pies en la cabecera con una carrera en tierra de 775 pies (236 metros).

Trayectoria para el retorno a Pavacachi

De acuerdo con lo manifestado en las entrevistas y su informe, el piloto se encontraba entre tres y cinco millas al sureste de la pista cuando se le presentó la pérdida de potencia por lo que decidió realizar un giro hacia la izquierda con la

intención de retornar a Pavacachi y aterrizar. En ese momento se encontraba a 4.000 pies de altitud.

Durante el giro la aeronave perdió altitud por lo que el piloto perdió de vista la pista viéndose obligado a tomar como referencia para llegar a ella la antena de comunicaciones que se encuentra en el destacamento del Ejército, en el sector sur de la cabecera 25.

Cuando el piloto llegó a la pista, la aeronave estaba al costado derecho y cerca de la mitad de ella motivo por el cual el piloto decidió realizar un giro completo a la izquierda para llegar a la cabecera 07 y alinearse con el eje de pista.

Al momento de iniciar el giro a la izquierda el piloto tenía disponible una longitud de pista de 400 metros.

Combustible a bordo

Los registros y la versión del encargado de combustible indican que el avión se despachó con 50 galones de combustible en total. En el lugar del accidente se encontró combustible derramado y dentro de los tanques. Se recuperó un galón y medio del existente en el ala derecha aunque por la falta de facilidades no se pudio determinar el total del remanente.

En la inspección realizada a la compañía se determinó que tiene un sistema adecuado de manejo de combustible. No se presentaron problemas con las aeronaves de la compañía en los días anteriores ni durante el día del accidente que sugieran una posible contaminación. El día del suceso y los días siguientes al del accidente la otra aeronave de la compañía siguió volando sin ningún problema utilizando el combustible del mismo tanque de abastecimiento que dispone en su base.

2. ANALISIS

2.1. Factor Humano

2.1.1. Tripulación

El piloto mantenía vigentes su licencia de piloto y la habilitación en el equipo. Su cerificado médico estaba vigente.

No se conocieron de problemas de salud o personales que puedan haber afectado el rendimiento del piloto.

Considerando que desde ALDAG hasta Lorocachi el vuelo se hace directo, el piloto pasó 1,2 millas al sur de Pavachi y para retornar a esta pista requería efectuar un viraje a la derecha de más de 180°.

El piloto indicó que al notar la falla del motor trató de retornar a la pista. En ese momento, considerando que tenía 3.400 pies de altura y estaba a unas tres millas al sureste de la pista, esta acción parecía la apropiada pues era la pista más

cercana. La pérdida inicial de altura le hizo perder de vista la pista por lo que se guió por la antena de comunicaciones del destacamento del Ejército. La trayectoria descrita por el piloto indica que luego de llegar transversal sobre el costado norte y cruzar cerca del centro de la pista, realizó un viraje de 360° para tratar de llegar a la cabecera 07 y aterrizar.

Considerando que estando a 3.400 pies sobre el terreno el avión, sin potencia, podía planear 5 millas, pues la rata de descenso de 680 pies por milla que corresponde a esta condición, debería haberle llevado a hacer contacto con el terreno al terminar el viraje de 180 grados para alcanzar la pista, ya que esta maniobra demandaba realizar, en primer lugar, un viraje de, al menos, 1,5 millas de radio, para ejecutar un arco de 5 millas, luego continuar volando otras 3,4 millas adicionales hasta la pista; es decir, debía cubrir 8,4 millas en total, distancia que era posible volarla solo si se disponía de potencia para mantener la velocidad del avión sobre el valor de V2 y, por tanto su capacidad de sustentarse.

En los exámenes y pruebas realizadas al motor tanto en la base de operaciones de la compañía, como en los laboratorios del fabricante del motor en Estados Unidos, no se encontraron indicios de un mal funcionamiento, lo que confirma el hecho de que la falla descrita por el piloto fue momentánea y fue de tal naturaleza que el piloto dispuso de la potencia suficiente para poder retornar a la pista como sucedió.

El piloto, al estimar que la falla del motor era definitiva decidió realizar un aterrizaje de emergencia; el que no fue planificado en forma correcta, pues en su afán de ingresar a aterrizar por la pista 07 no se percató de que la aeronave estaba siendo llevada más allá de su capacidad de sustentarse al realizar el último viraje, al punto que excedió los 60 grados de banqueo y perdió el control del avión, cuando la maniobra apropiada, tratándose de un avión monomotor, era aterrizar el avión en el remanente de pista que tenía cuando llegó a la pista de Pavacachi, más aún si se considera que el terreno circundante es selvático con abundantes árboles altos, mientras que la pista le ofrecía un espacio libre de obstáculos.. La aeronave necesitaba una carrera en tierra de 236 metros y el remanente de pista estimado era de 400 metros.

La versión del piloto de que la velocidad mínima que alcanzó el avión fue de 70 nudos y que la alarma de stall se activó solo cuando estaba a punto de estrellarse, permiten reafirmar que hasta el momento en que llegó a la pista, el avión tenía velocidad suficiente para maniobrar y realizar un aterrizaje, pues según los cálculos efectuados el último giro que dijo haber realizado debía ser de no más de 150 metros de radio, y para esto requería una velocidad de 75 nudos indicados y un ángulo de banqueo de 60°, maniobra que no podía efectuarse si no hubiera tenido potencia disponible.

2.1.2. Control de transito aéreo

Cuando el Control de Aproximación a las 13:03:04 UTC recibió una llamada efectuada por parte del piloto de la aeronave que precedía haciendo puente al mensaje del piloto de la aeronave accidentada en el que indicaba que cancelaba Pavacachi, el controlador en turno a pesar de que la transmisión no fue clara y

estuvo entrecortada, asumió que el mensaje indicaba que el piloto estaba cancelando Lorocachi, y en su respuesta pidió al al piloto de la aeronave que precedía que le comunique al piloto que reporte despegando de Lorocachi. La idea asumida por el controlador de que era el piloto quien estaba cancelando Lorocachi como parte del vuelo normal, cuando en realidad se trataba de una llamada de emergencia, y su pedido de que notifique despegando fueron ilógicos, pues el piloto, a las 12:42:36 UTC, había notificado que estimaba AMBAX (posición distante 20 millas de Lorocachi) a las 13:02 UTC, este reporte de posición no había sido recibido por el Control de Aproximación, y si era exacto la hora de llegada a Lorocachi debía ser al menos a las 13:12 UTC.

El controlador tampoco requirió ni recibió ningún reporte sobre la posición relativa de las aeronaves que indique que la aeronave accidentada hubiera sobrepasado al avión que le precedía, sin embargo, indicó que se imaginó que el avión accidentado era el vuelo que estaba llegando primero a Lorocachi porque aún cuando despegó en Río amazonas atrás la otra aeronave de la empresa, asumió que le había sobrepasado en algún punto de la ruta. Por esta razón, no supo que el piloto se había declarado en emergencia y accidentado y no inició ningún procedimiento de emergencia, ni trató de comunicarse posteriormente con ninguna de las dos aeronaves. Esta actitud del controlador demuestra complacencia al realizar su trabajo pues a pesar de que no fue claro ni completo el mensaje, el dio instrucciones confiado en que no había ninguna novedad y siguiendo la costumbre derivada de trabajar sin buenas comunicaciones.

2.1.3. Personal de apoyo

En las entrevistas realizadas, el piloto indicó que tenía 49 galones de combustible a bordo (22/27), el encargado del combustible dijo que completó 50 galones (22/28), mientras que el despachador del vuelo dijo que tenía 60 galones en total (30/30). El despachador calculó el peso de despegue con este último dato que resultó el más limitante. Sin embargo, esta diferencia indica que no existe una coordinación entre la tripulación y el personal de apoyo para la preparación y el despacho del vuelo.

2.2. Factor Ambiental

Las condiciones meteorológicas en Pavacachi y en el destino (Lorocachi) eran las apropiadas para la operación que se estaba realizando. Sin embargo, el piloto inició el vuelo sin conocer las condiciones reales, pues no existen los medios para poder conocerlas: Si bien en Lorocachi existe personal del Ejército, el primer reporte del tiempo hacen a las 13h00 UTC (08h00), es decir una hora después de haberse iniciado el vuelo. Tampoco era válida la información que el despachador del vuelo trató de conseguir de Curaray pues el requerimiento se hizo 42 minutos después de haber despegado el avión, y no tenía sentido obtenerla pues la compañía no tiene los medios para comunicarse con sus aeronaves.

2.3. Factor Material

En los exámenes y pruebas llevadas a cabo, tanto en la base de SANKIP, en el aeropuerto Río Amazonas de Shell, como en las instalaciones del fabricante,

Teledyne Continental Motors, en Mobile, Alabama, USA, no se encontraron indicios que permitan establecer la causa de la pérdida parcial de potencia que sufrió el motor

3. CAUSA PROBABLE

La Junta Investigadora de Accidentes considera que la causa probable de este accidente fue la pérdida de control a baja altura produciéndose un stall inadvertido por la maniobra brusca ejecutada por el piloto excediendo los límites operacionales de la aeronave respecto a los valores de las velocidades versus los ángulos de banqueo y viraje ejecutados durante el acercamiento a la pista de Pavacachi en la que intentaba aterrizar de emergencia.

4. RECOMENDACIONES

4.1. Que se realice de manera más prolija el control de las operaciones, particularmente del cumplimiento de los pesos máximos de operación, por parte de los inspectores de operaciones del aeropuerto Río Amazonas.

4.2. Que la compañía proceda a la revisión de los documentos utilizados para el despacho de sus vuelos, particularmente los referentes a los pesos máximos de operación de sus aeronaves.

4.3. Que el personal de despacho de los vuelos y los pilotos de la compañía realicen las coordinaciones necesarias a fin de que no haya discrepancias entre lo planificado por el piloto y las condiciones reales en que se despachan los vuelos

4.4. Que la DAC exija el cumplimiento de la obligación que tienen los operadores de Servicios Aéreos comunitarios de realizar el seguimiento de los vuelos conforme consta en las RDAC, Parte 91 N.

4.5. Que la DAC ejecute las acciones necesarias para superar los problemas de falta de cobertura de las comunicaciones pasadas las 60 millas de Río Amazonas, a fin de poder realizar un control efectivo del desarrollo de las operaciones y brindar un eficiente servicio de búsqueda y rescate.

4.6. Que se reitere a los controladores de Tránsito Aéreo del aeropuerto Río Amazonas la obligación de emitir instrucciones y mensajes solo cuando estén seguros del contenido de los mensajes cursados por las aeronaves.

JUNTA INVESTIGADORA DE ACCIDENTES